

543,037

(12) NACH DEM VERTRAG ÜBER DIE INTERNATIONALE ZUSAMMENARBEIT AUF DEM GEBIET DES
PATENTWESENS (PCT) VERÖFFENTLICHTE INTERNATIONALE ANMELDUNG(19) Weltorganisation für geistiges Eigentum
Internationales Büro(43) Internationales Veröffentlichungsdatum
5. August 2004 (05.08.2004)

PCT

(10) Internationale Veröffentlichungsnummer
WO 2004/065209 A1(51) Internationale Patentklassifikation⁷: B64C 5/08, 23/06

(21) Internationales Aktenzeichen: PCT/DE2004/000093

(22) Internationales Anmeldedatum:
21. Januar 2004 (21.01.2004)

(25) Einreichungssprache: Deutsch

(26) Veröffentlichungssprache: Deutsch

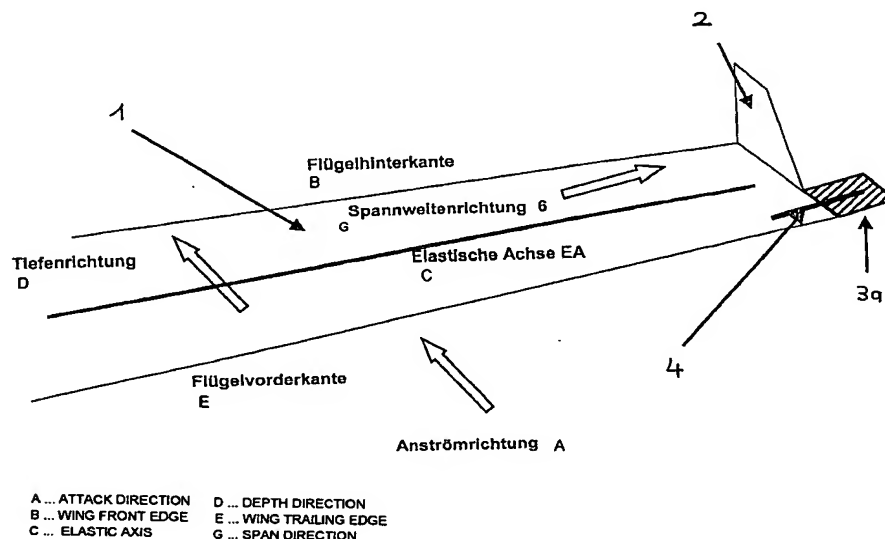
(30) Angaben zur Priorität:
103 02 514.6 23. Januar 2003 (23.01.2003) DE(71) Anmelder (für alle Bestimmungsstaaten mit Ausnahme
von US): AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH [DE/DE];
Kreetslag 10, 21129 Hamburg (DE).

(72) Erfinder; und

(75) Erfinder/Anmelder (nur für US): SCHWEIGER, Jo-
hannes [DE/DE]; Adalbert-Stifter-Strasse 23, 83670 Bad
Heilbrunn (DE).(74) Anwalt: HANSMANN, Dierk; Jessenstrasse 4, 22767
Hamburg (DE).(81) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für
jede verfügbare nationale Schutzrechtsart): AE, AG, AL,
AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH,
CN, CO, CR, CU, CZ, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI,
GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE,
KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD,
MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NI, NO, NZ, OM, PG,
PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM,
TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM,
ZW.(84) Bestimmungsstaaten (soweit nicht anders angegeben, für
jede verfügbare regionale Schutzrechtsart): ARIPO (BW,
GH, GM, KE, LS, MW, MZ, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,
ZW), eurasisches (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ,
TM), europäisches (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK,
EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IT, LU, MC, NL, PT,

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

(54) Title: FLOW-MECHANICALLY EFFECTIVE SURFACE FOR MINIMISING INDUCED RESISTANCE

(54) Bezeichnung: STRÖMUNGSMECHANISCH WIRKSAME FLÄCHE ZUR MINIMIERUNG DES INDUZIERTEN WIDER-
STANDSA ... ATTACK DIRECTION D ... DEPTH DIRECTION
B ... WING FRONT EDGE E ... WING TRAILING EDGE
C ... ELASTIC AXIS G ... SPAN DIRECTION

(57) Abstract: A flow-mechanically effective surface of a device moving in a fluid, in particular a flying machine, more particularly a support surface for a flying machine is disclosed, whereby said surface (1) comprises an elastic axis (EA) running in the span direction (6) of the surface (1) and an adjustable control surface (3). According to the invention, the surface (1) may be elastically deformed in the bending direction and/or in the direction of the elastic axis (EA), depending on the setting of the control surface (3) by means of a change in the induced flow-mechanical resistance and a control and/or regulation device is provided for setting the control surface (3) with regard to a minimisation of the induced flow-mechanical resistance of the surface (1).

[Fortsetzung auf der nächsten Seite]

WO 2004/065209 A1



RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Veröffentlicht:

— mit internationalem Recherchenbericht

Zur Erklärung der Zweibuchstaben-Codes und der anderen Abkürzungen wird auf die Erklärungen ("Guidance Notes on Codes and Abbreviations") am Anfang jeder regulären Ausgabe der PCT-Gazette verwiesen.

(57) Zusammenfassung: Es wird eine strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegenden Geräts, insbesondere eines Fluggeräts, insbesondere eine Tragfläche eines Fluggeräts, beschrieben, wobei die Fläche (1) eine sich in Spannweitenrichtung (6) der Fläche (1) erstreckende elastische Achse (EA) und eine einstellbare Steuerfläche (3) aufweist. Erfindungsgemäß ist es vorgesehen, dass die Fläche (1) in Abhängigkeit von der Einstellung der Steuerfläche (3) unter Veränderung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands in Biegerichtung und/oder in Richtung um die elastische Achse (EA) elastisch verformbar ist, und dass eine Steuer- und/oder Regeleinrichtung zur Einstellung der Steuerfläche (3) im Sinne einer Minimierung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands der Fläche (1) vorgesehen ist.

STRÖMUNGSMECHANISCH WIRKSAME FLÄCHE ZUR MINIMIERUNG DES INDUZIERTEN WIDERSTANDS

Die Erfindung betrifft eine strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegenden Geräts, insbesondere eines Fluggeräts, insbesondere eine Tragfläche eines Fluggeräts, wobei die Fläche eine sich in Spannweitenrichtung der Fläche erstreckende elastische Achse und eine einstellbare Steuerfläche aufweist, wie im Oberbegriff des Anspruchs 1 vorausgesetzt.

Bei einem sich in einem Fluid bewegenden Gerät, ergibt sich bei der Bewegung durch das Fluid, also etwa bei einem Fluggerät beim Flug, eine Verformung der strömungsmechanisch wirksamen Fläche, also der Tragfläche des Fluggeräts. Diese Verformung ist veränderlich und hängt ab von den wirkenden aerodynamischen Kräften und den Trägheits- und/oder Massenkräften. Diese sind abhängig vom Flugzustand (Geschwindigkeit, Höhe), sowie vom Beladungszustand (Nutzlast, Kraftstoffmenge,

Schwerpunktslage). Ohne besondere Maßnahmen kann ein Flügel nur so ausgelegt werden, dass er nur für einen einzigen Zustand und Zeitpunkt eines Fluges die für den aerodynamischen Widerstand günstigste Verformung aufweist. Für jeden anderen Zustand und für jeden anderen Zeitpunkt ergibt sich eine andere Verformung, die nicht widerstandsminimal ist.

Im Stand der Technik sind bisher keine Systeme bekannt geworden, mit denen die Strukturverformung von Flügeln an eine für den aerodynamischen Widerstand optimale Form angepasst werden kann. Der Einfluss der Strukturverformung wurde entweder vernachlässigt, in Kauf genommen, oder im besten Fall so berücksichtigt, dass sich bei einem "mittleren" Flugzustand (mittlere Beladung, halbe Flugzeit) die für den aerodynamischen Widerstand günstigste Verformung ergibt.

Zwar sind natürlich an sich einstellbare Steuerflächen an solchen strömungsmechanisch wirksamen Flächen wie der Tragfläche eines Fluggeräts bekannt, diese dienen jedoch der Steuerung der Fluglage oder der Trimmung des Flugzeugs, nicht jedoch einer Veränderung der Verformung des Flügels im Sinne einer Anpassung an die für den aerodynamischen Widerstand günstigste Form in Abhängigkeit von Flug- und Beladungszustand. Auch ist es bekannt, zur Beeinflussung der aerodynamischen Druckverteilung für eine geringere Strukturbelastung (Lastabminderung) herkömmliche Steuerflächen an der Flügelhinterkante (Querruder) zu verwenden, ein ähnliches Steuerflächenkonzept ist auch zur Verbesserung der Rollsteuerung für eine Experimentalversion eines Kampfflugzeugs bekannt geworden, ähnlich auch zum gleichen Zweck die zusätzliche Verwendung von Klappen entlang der Flügelvorderkante.

Durch unterschiedliche Flugbedingungen (Höhe, Geschwindigkeit) und Beladungszustände (Nutzlast, Kraftstoff, Schwerpunktslage) ändern sich die aerodynamische Druckverteilung und die strukturelle Belastung, wodurch sich unterschiedliche elastische Verformungen ergeben. Dieser Verformungszustand beeinflusst den aerodynamischen (auftriebsinduzierten) Widerstand. Bei vorgegebener Spannweite und ohne Berücksichtigung der Strukturbelastung ergibt sich der minimale Widerstand bei einer über die Spannweite elliptischen aerodynamischen Druckverteilung. Diese kann erreicht werden durch einen elliptischen Flügelgrundriss oder durch eine entsprechende Verwindung der Flügelprofilsehne in Spannweitenrichtung gegenüber der Anströmrichtung. Eine Flügeltorsionsverformung in Spannweitenrichtung (Verwindung) sowie eine Biegeverformung am gepfeilten Flügel beeinflussen diese Verteilung. Während der Gesamtdauer eines Fluges, bei dem sich die Kraftstoffmenge ändert und mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten in unterschiedlichen Höhen geflogen wird, kann deshalb nur für kurze Zeit der widerstandsminimale Verformungszustand herrschen. Die Größe der Verformung ist außerdem vom Beladungszustand abhängig.

Die Aufgabe der Erfindung ist es eine strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegendes Geräts, insbesondere eines Fluggeräts, insbesondere eine Tragfläche eines Fluggeräts, anzugeben, die möglichst für jeden Zustand eine für minimalen strömungsmechanischen Widerstand günstigste Verformung aufweist.

Diese Aufgabe wird durch die im Anspruch 1 angegebene strömungsmechanisch wirksame Fläche gelöst.

Vorteilhafte Weiterbildungen des Erfindungsgegenstands sind in den Unteransprüchen angegeben.

Durch die Erfindung wird eine strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegendem Geräts, insbesondere eines Fluggeräts, insbesondere eine Tragfläche eines Fluggeräts geschaffen. Die Fläche weist eine sich in Spannweitenrichtung der Fläche erstreckende elastische Achse und eine einstellbare Steuerfläche auf. Erfindungsgemäß ist es vorgesehen, dass die Fläche in Abhängigkeit von der Einstellung der Steuerfläche unter Veränderung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands in Biegerichtung und/oder in Richtung um die elastische Achse elastisch verformbar ist, und dass eine Steuer- und/oder Regeleinrichtung zur Einstellung der Steuerfläche im Sinne einer Minimierung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands der Fläche vorgesehen ist. Ein wesentlicher Vorteil der erfindungsgemäßen strömungsmechanischen Fläche ist es, dass für praktisch jeden Flug- und Beladungszustand eine für den Widerstand optimale Verteilung der Auftriebskraft über die Flügelspannweite erzeugt werden kann. Für die Tragfläche eines Flugzeugs bedeutet dies, dass durch die Erfindung eine Anpassung der Verformung für praktisch jeden Flugzustand erreicht werden kann. Weiterhin kann die Erfindung mit Vorteil für zusätzliche Funktionen genutzt werden, wie die Unterstützung der Rollsteuerung, eine Lastabminderung, eine Verbesserung der Flatterstabilität und eine Verwendung zur Stabilisierung und/oder Steuerung der Seitenbewegung um die Flugzeughochachse, falls die Ebene der Steuerfläche eine vertikale Komponente aufweist.

Vorzugsweise ist die Steuerfläche um einen vorgegebenen Abstand gegen die elastische Achse versetzt angeordnet.

Vorzugsweise ist die Steuerfläche um eine Drehachse drehbar gelagert angeordnet und die Drehachse oder zumindest eine Komponente derselben verläuft in Richtung der elastischen Achse.

Gemäß einer Ausführungsform der Erfindung kann die Steuerfläche um einen vorgegebenen Abstand hinter der elastischen Achse angeordnet sein.

Gemäß einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung ist die Steuerfläche um einen vorgegebenen Abstand vor der elastischen Achse angeordnet. Die Anbringung der Steuerfläche vor der elastischen Achse bedeutet, dass die Flügelverformung die gewünschte aerodynamische Kraftwirkung unterstützt, wogegen bei einer Position der Steuerfläche hinter der elastischen Achse die aerodynamische Kraft aus der Verformung der gewünschten Richtung entgegenwirkt.

Gemäß einer Ausführungsform der Erfindung kann die Steuerfläche innerhalb der Flügelspannweite angeordnet sein.

Gemäß einer anderen, bevorzugten Ausführungsform der Erfindung kann die Steuerfläche außerhalb der Flügelspannweite angeordnet sein. Dies bewirkt eine effektive Vergrößerung der Flügelspannweite.

Gemäß einer Ausführungsform der Erfindung kann die Steuerfläche hinter der Vorderkante der Fläche angeordnet sein.

Gemäß einer anderen, bevorzugten Ausführungsform kann die Steuerfläche vor der Vorderkante der Fläche angeordnet sein. Dies bewirkt eine Vergrößerung des Hebels, mit welchem die Steuerfläche gegenüber der elastischen Achse angreift.

Gemäß einer bevorzugten Ausführungsform der Erfindung kann die Steuerfläche zusätzlich zu einer Flügelendfläche (winglet) am Flächenende vorgesehen sein.

Gemäß einer anderen bevorzugten Ausführungsform der Erfindung kann die Steuerfläche selbst als Flügelendfläche (winglet) ausgebildet sein.

Hierbei ist es vorteilhafterweise vorgesehen, dass die Drehachse der die Flügelendfläche bildenden Steuerfläche schräg zur Richtung der elastischen Achse verläuft.

Bei den beiden letztgenannten Ausführungsformen ist vorteilhafterweise die Fläche insbesondere ein Tragflügel eines Fluggeräts, wobei die Flügelendfläche (winglet) den Tragflügel an seinem Ende schräg oder senkrecht nach oben fortsetzt.

Hierbei ist insbesondere die Fläche ein Tragflügel eines Fluggeräts, wobei die Flügelendfläche (winglet) den Tragflügel schräg oder senkrecht nach oben fortsetzt und die Steuerfläche den Tragflügel in seiner Richtung fortsetzt oder schräg nach unten fortsetzt. In Kombination mit dem winglet ergibt die Steuerfläche eine zweite Flügelspitze, wodurch sich zwei Randwirbel bilden, was ebenfalls zur Reduzierung des Induzierten Widerstands beiträgt.

Gemäß bevorzugten Ausführungsformen und Anwendungen der Erfindung ist die Fläche die Tragfläche eines Flugzeugs.

Alternativ kann die Fläche die Tragfläche eines Drehflüglers sein.

Gemäß einer vorteilhaften Ausgestaltung der Erfindung ist eine Steuereinrichtung vorgesehen, welche ein Stellsignal für die Steuerfläche aus die Flugzeugbeladung und den Flugzustand betreffenden Daten unter Verwendung von abgespeicherten Sollwertdaten oder Vergleichsdaten erzeugt.

Gemäß einer anderen vorteilhaften Ausführungsform der Erfindung ist eine Regeleinrichtung vorgesehen, die ein Stellsignal für die Steuerfläche aus Vergleich von die tatsächliche elastische Verformung der strömungsmechanisch wirksamen Fläche repräsentierenden Messdaten, beispielsweise auf optischem Wege gemessenen Daten, mit eine für die Flugzeugbeladung und den Flugzustand vorgegebene Sollverformung der strömungsmechanisch wirksamen Fläche repräsentierenden Solldaten erzeugt.

Im folgenden werden Ausführungsbeispiele der Erfindung anhand der Zeichnung erläutert. Es zeigt:

Figur 1 eine schematisierte perspektivische Darstellung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß einem ersten Ausführungsbeispiel der Erfindung;

Figur 2 eine schematisierte perspektivische Darstellung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß einem zweiten Ausführungsbeispiel der Erfindung;

Figur 3 eine schematisierte perspektivische Darstellung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß einem dritten Ausführungsbeispiel der Erfindung;

Figur 4 eine schematisierte perspektivische Darstellung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß einem vierten Ausführungsbeispiel der Erfindung;

Figur 5 eine schematisierte perspektivische Darstellung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß einem fünften Ausführungsbeispiel der Erfindung;

Figur 6 eine schematisierte perspektivische Darstellung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß einem sechsten Ausführungsbeispiel der Erfindung;

Figur 7 ein Diagramm, welches den Zusammenhang zwischen Auftriebsverteilung und induziertem Widerstand für den Fall herkömmlicher Tragflächen und für den Fall einer Tragfläche gemäß Ausführungsbeispielen der Erfindung wiedergibt;

Figur 8 ein Diagramm, welches ein Ausführungsbeispiel zur Steuerung der Verformung einer Tragfläche eines Flugzeugs gemäß Ausführungsbeispielen der Erfindung zeigt; und

Figur 9 ein Diagramm, welches ein Ausführungsbeispiel zur Regelung der Verformung der Tragfläche eines Flugzeugs gemäß Ausführungsbeispielen der Erfindung zeigt.

In den Figuren 1 bis 6 sind sechs verschiedene Ausführungsbeispiele von strömungsmechanisch wirksamen Flächen, nämlich von Tragflächen eines Flugzeugs dargestellt. Die Fläche 1 ist jeweils schematisiert perspek-

tivisch dargestellt und die Anströmrichtung beim Flug ist durch einen entsprechend bezeichneten Pfeil angegeben. Die Fläche 1 hat eine Spannweitenrichtung 6, welche ausgehend vom nicht eigens dargestellten Rumpf des Flugzeugs mit dem gezeigten Pfeil zunimmt. In Spannweitenrichtung 6 der Fläche 1 erstreckt sich eine elastische Achse EA, um welche die Fläche 1 in Torsionsrichtung und in Biegerichtung verformbar ist.

An der Fläche 1 ist jeweils eine einstellbare Steuerfläche 3 vorgesehen, welche jeweils bei den verschiedenen Ausführungsbeispielen mit 3a; 3b; 3c; 3d; 3e; 3f unterschieden wird.

Für alle in den Figuren 1 bis 6 dargestellte Ausführungsbeispiele gilt, dass die Fläche 1 aufgrund der beim Flug wirkenden aerodynamischen Kräfte in Abhängigkeit von der Einstellung der Steuerfläche 3 unter Veränderung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands in Biegerichtung und/oder in Richtung um die elastische Achse EA, d.h. in Torsionsrichtung, elastisch verformbar ist. Diese elastische Verformung wird durch eine Steuer- und/oder Regeleinrichtung so eingestellt, dass der induzierte strömungsmechanische Widerstand der Fläche 1 minimiert wird. Die Steuer- und/oder Regeleinrichtung wird später noch näher erläutert.

Die Steuerfläche 3 ist um einen vorgegebenen Abstand gegen die elastische Achse EA versetzt angeordnet, wie es bei den Steuerflächen 3a; 3b; 3c; 3d; 3e der Figuren 1 bis 5 der Fall ist, oder sie ist zumindest so angeordnet, dass eine Verstellung der Steuerfläche zu einer Änderung der Verformung der Fläche 1 in Biegerichtung und/oder in Richtung um die elastische Achse EA führt, wie für die Steuerfläche 3f des Ausführungsbeispiels

von Figur 6 gezeigt. (Die elastische Achse EA ist der Einfachheit halber nur bei dem Ausführungsbeispiel von Figur 1 dargestellt, sie ist bei dem übrigen Ausführungsbeispielen jedoch in ähnlicher Weise vorhanden).

Bei den Ausführungsbeispielen der Figuren 1 bis 4 ist die Steuerfläche 3a; 3b; 3c; 3d um eine Drehachse 4 drehbar gelagert angeordnet, wobei die Drehachse 4 im wesentlichen in Richtung der elastischen Achse EA verläuft; bei den Ausführungsbeispielen von Figur 5 und Figur 6 ist die Steuerfläche 3e; 3f um eine Drehachse 4 drehbar gelagert angeordnet, wobei eine Komponente der Drehachse 4, nämlich deren Projektion auf die Richtung der elastischen Achse EA in Richtung der letzteren verläuft.

Bei den Ausführungsbeispielen der Figuren 1 bis 5 ist die Steuerfläche 3a; 3b; 3c; 3d; 3e um einen vorgegebenen Abstand vor der elastischen Achse EA (bezogen auf die Anströmrichtung) angeordnet. Dies führt dazu, wie leicht verständlich ist, dass eine Verformung der Tragfläche 1 in Torsionsrichtung um die elastische Achse EA aufgrund einer Verstellung der Steuerfläche 3a; 3b; 3c; 3d; 3e eine Verstärkung der Wirkung der letzteren nach sich zieht, die Einstellung der Steuerfläche 3a; 3b; 3c; 3d; 3e somit progressiv selbstverstärkend wirksam ist, die Steuerfläche 3 also weniger stark verstellt werden muss. Im Gegensatz dazu kann bei hier nicht dargestellten Ausführungsbeispielen die Steuerfläche 3 auch um einen vorgegebenen Abstand hinter der elastischen Achse EA angeordnet sein (bezogen auf die Anströmrichtung), was dann entgegengesetzt dazu führt, dass eine Verformung der Fläche 1 aufgrund der Einstellung der Steuerfläche 3 eine abschwächende Wirkung hat, die Steuerfläche 3 also stärker verstellt werden muss.

Bei den Ausführungsbeispielen von Figur 2 und Figur 4 ist die Steuerfläche 3b; 3d innerhalb der Flügelspannweite angeordnet, wogegen sie bei den Ausführungsbeispielen der Figuren 1, 3, 5 und 6 außerhalb der Flügelspannweite angeordnet ist, vergleiche die Steuerfläche 3a; 3c; 3e; 3f in den genannten Figuren. Die letztere Art der Anordnung führt somit zu einer effektiven Vergrößerung der Flügelspannweite.

Die Steuerfläche 3 kann, bezogen auf die Anströmrichtung, hinter der Vorderkante der Fläche 1 angeordnet sein, wie bei den Steuerflächen 3a; 3b der Figuren 1 und 2 und im weiteren Sinne auch für die Steuerfläche 3f der Figur 6, welche später noch näher erläutert wird, der Fall ist.

Andererseits kann die Steuerfläche 3 auch, bezogen auf die Anströmrichtung, vor der Vorderkante der Fläche 1 angeordnet sein, wie bei den Steuerflächen 3c; 3d der Figuren 3 und 4 und im weiteren Sinne auch für die Steuerfläche 3e von Figur 5, welche ebenfalls später noch erläutert wird.

Die Steuerfläche 3 kann zusätzlich zu einer Flügelendfläche 2 (winglet) am Ende der Fläche 1 vorgesehen sein, wie bei den Steuerflächen 3a; 3b; 3c; 3e der Figuren 1, 2, 3 und 5 der Fall ist, oder die Steuerfläche 3 kann selbst als Flügelendfläche ausgebildet sein, wie bei der Steuerfläche 3f von Figur 6. Bei der letzteren verläuft die Drehachse 4 der die Flügelendfläche 2 bildenden Steuerfläche 3f (in der Vertikalebene gesehen) schräg zur Richtung der elastischen Achse EA.

Wie ersichtlich ist, setzt die Flügelfläche (winglet) 2 bei den in den Figuren 1, 2, 3 und 5 dargestellten Ausführungsbeispielen den Tragflügel bzw. die Fläche 1 an ihrem Ende schräg oder senkrecht nach oben fort. Bei den Ausführungsbeispielen der Figuren 1 bis 4 setzt die Steuerfläche 3a; 3b; 3c; 3d den Tragflügel bzw. die Fläche 1 in deren Richtung fort oder liegt in derselben, bei dem Ausführungsbeispiel der Figur 5 setzt die Steuerfläche 3e den Tragflügel 1 schräg nach unten fort.

Bei dem Ausführungsbeispiel der Figur 6 bildet die Steuerfläche 3f selbst die Flügelfläche und setzt diese in Richtung schräg nach oben fort.

Das in Figur 7 dargestellte Diagramm zeigt den Zusammenhang zwischen der Auftriebsverteilung und dem induzierten Widerstand über die Spannweitenrichtung y . Eine elliptische Verteilung des Auftriebs, welche einem minimalen induzierten aerodynamischen Widerstand entspricht, ergibt sich für einen ebenen Flügel bei einem elliptischen Grundriss. Bei einem nicht-elliptischen Grundriss des Flügels bzw. der Fläche 1 kann eine entsprechende Auftriebsverteilung durch unterschiedliche Verwindung der Flügelprofilsehne gegenüber der Anströmrichtung in Spannweitenrichtung erreicht werden. Durch unterschiedliche Flügelverformungszustände ergibt sich der gleiche Effekt. Durch die Steuerfläche 3 kann die elastische Verformung an die widerstandsminimale Form angepasst werden. Dargestellt sind eine elliptische Verteilung mit minimalem Widerstand ($k = 1,0$) sowie punktiert und strichpunktiert nicht-elliptische Verteilungen ($k > 1,0$).

Figur 12 zeigt in schematischer Darstellung ein Ausführungsbeispiel zur Steuerung der Verformung der Fläche 1 über eine Verstellung der Steuerfläche 3. Aus Messungen und Berechnungen werden Flugzeugsbeladungsdaten und Flugzustandsdaten erzeugt. Von diesen Flugzeugsbeladungs- und Flugzustandsdaten werden abgespeicherte Daten in Form von Tabellen mit Soll-Werten, die aus Berechnungen oder aus Messungen ermittelt werden, abgeleitet (11), aus diesen abgeleiteten Sollwertdaten wird ein Kommando zur Steuerung der Steuerfläche 3 in Form eines Stellsignals abgeleitet (12), mit dessen Hilfe die Steuerfläche 3 im Sinne einer Minimierung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands der Fläche 1 eingestellt wird, wie eingangs erläutert.

Figur 9 zeigt ein Schema zur Regelung der Verformung der Fläche 1 über die Steuerfläche 3. Die tatsächliche Verformung der Fläche 1 wird, beispielsweise auf optischem Wege, gemessen (13) und die daraus gewonnenen Messdaten, welche die tatsächliche Verformung der Fläche 1 repräsentieren, mit Solldaten einer im Sinne einer Minimierung des induzierten Widerstands optimalen Sollverformung für den vorliegenden Flugzustand und die Flugzeugbeladung verglichen (14), aus diesem Vergleich wird ein Kommando zur Verstellung der Steuerfläche 3 in Form eines Stellsignals erzeugt (15) und an die Steuerfläche 3 übermittelt. Hierdurch erfolgt eine Anpassung der Verformung der Fläche 1 im Sinne einer Minimierung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands der Fläche 1, wie eingangs erläutert. Diese ist erreicht, wenn die die tatsächliche elastische Verformung der Fläche 1 repräsentierenden Messdaten mit den die für die Flugzeugbeladung und den Flugzustand vorgegebene Sollverformung repräsentierenden Solldaten übereinstimmen.

Das vorstehend anhand einer Tragfläche eines Flugzeugs beschriebene Prinzip für eine strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegenden Geräts und ihrer elastischen Verformung zur Minimierung des induzierten Strömungsmechanischen Widerstands ist gleichermaßen auf andere Arten von Fluggeräten übertragbar, wie auf Drehflügler, gilt grundsätzlich aber auch für andere Arten von strömungsmechanisch wirksamen Flächen eines sich in einem Fluid bewegenden Geräts.

Patentansprüche

1. Strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegendes Geräts, insbesondere eines Fluggeräts, insbesondere Tragfläche eines Fluggeräts, wobei die Fläche (1) eine sich in Spannweitenrichtung (6) der Fläche (1) erstreckende elastische Achse (EA) und eine einstellbare Steuerfläche (3) aufweist, dadurch gekennzeichnet, dass die Fläche (1) in Abhängigkeit von der Einstellung der Steuerfläche (3) unter Veränderung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands in Biegerichtung und/oder in Richtung um die elastische Achse (EA) elastisch verformbar ist, und dass eine Steuer- und/oder Regeleinrichtung (10, 11, 12; 13, 14, 15) zur Einstellung der Steuerfläche (3) im Sinne einer Minimierung des induzierten strömungsmechanischen Widerstands der Fläche (1) vorgesehen ist.

2. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3a; 3b; 3c; 3d; 3e; 3f) um einen vorgegebenen Abstand gegen die elastische Achse (EA) versetzt angeordnet ist.
3. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3a; 3b; 3c; 3d; 3e; 3f) um eine Drehachse (4) drehbar gelagert angeordnet ist, und dass die Drehachse (4) oder zumindest eine Komponente derselben in Richtung der elastischen Achse (EA) verläuft.
4. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 2 oder 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3) um einen vorgegebenen Abstand hinter der elastischen Achse (EA) angeordnet ist.
5. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 2 oder 3, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3a; 3b; 3c; 3d; 3e) um einen vorgegebenen Abstand vor der elastischen Achse (EA) angeordnet ist.
6. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3b; 3d) innerhalb der Flügelspannweite angeordnet ist.
7. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3a; 3c; 3e; 3f) außerhalb der Flügelspannweite angeordnet ist.

8. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 6 oder 7, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3a; 3b) hinter der Vorderkante der Fläche (1) angeordnet ist.
9. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 6 oder 7, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3c; 3d) vor der Vorderkante der Fläche (1) angeordnet ist.
10. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3c; 3e) zusätzlich zu einer Flügelendfläche (winglet) (2) am Flächenende vorgesehen ist.
11. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass die Steuerfläche (3f) selbst als Flügelendfläche (2) ausgebildet ist.
12. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 11, dadurch gekennzeichnet, dass die Drehachse (4) der die Flügelendfläche (2) bildenden Steuerfläche (3f) schräg zur Richtung der elastischen Achse (EA) verläuft.
13. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 10 bis 12, dadurch gekennzeichnet, dass die Fläche (1) ein Tragflügel eines Fluggeräts ist, wobei die Flügelendfläche (2) den Tragflügel an seinem Ende schräg oder senkrecht nach oben fortsetzt.

14. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach Anspruch 10, dadurch gekennzeichnet, dass die Fläche (1) ein Tragflügel eines Fluggeräts ist, wobei die Flügelenfläche (2) den Tragflügel schräg oder senkrecht nach oben fortsetzt und die Steuerfläche (3a; 3b; 3c; 3e) den Tragflügel in seiner Richtung fortsetzt oder schräg nach unten fortsetzt.
15. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass die Fläche (1) die Tragfläche eines Flugzeugs ist.
16. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass die Fläche (1) die Tragfläche eines Drehflüglers ist.
17. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 16, dadurch gekennzeichnet, dass eine Steuereinrichtung (10, 11, 12) zur Erzeugung eines Stellsignals für die Steuerfläche (3) aus die Flugzeugbeladung und den Flugzustand betreffenden Daten unter Verwendung von abgespeicherten Sollwertdaten vorgesehen ist.
18. Strömungsmechanisch wirksame Fläche nach einem der Ansprüche 1 bis 16, dadurch gekennzeichnet, dass eine Regeleinrichtung (13, 14, 15) zur Erzeugung eines Stellsignals für die Steuerfläche (3) aus Vergleich von die tatsächliche elastische Verformung der strömungsmechanisch wirksamen Fläche (1) repräsentierenden Messdaten mit eine für die Flug

zeugbeladung und den Flugzustand vorgegebene Sollverformung der strömungsmechanisch wirksamen Fläche (1) repräsentierenden Solldaten vorgesehen ist.

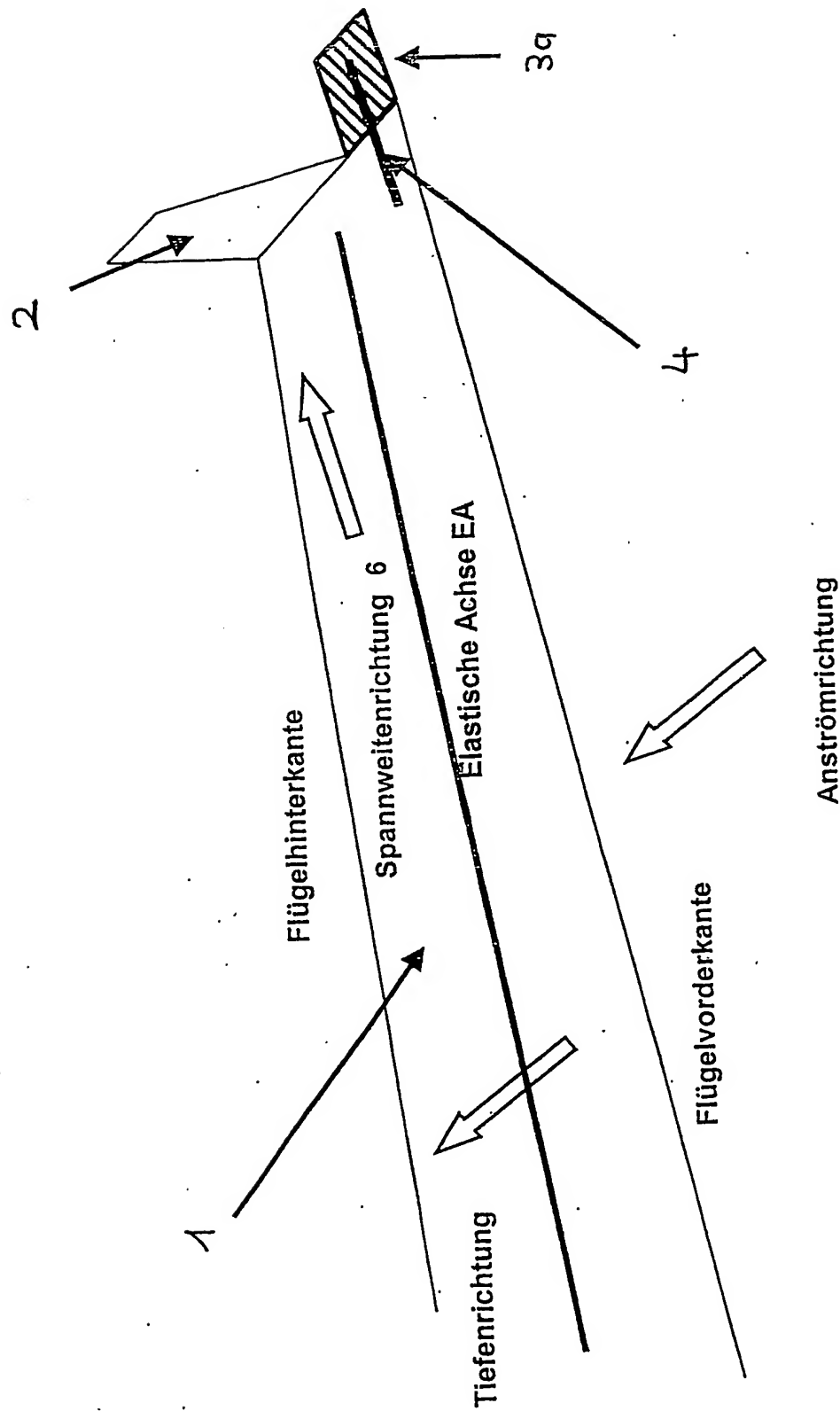


Fig. 1

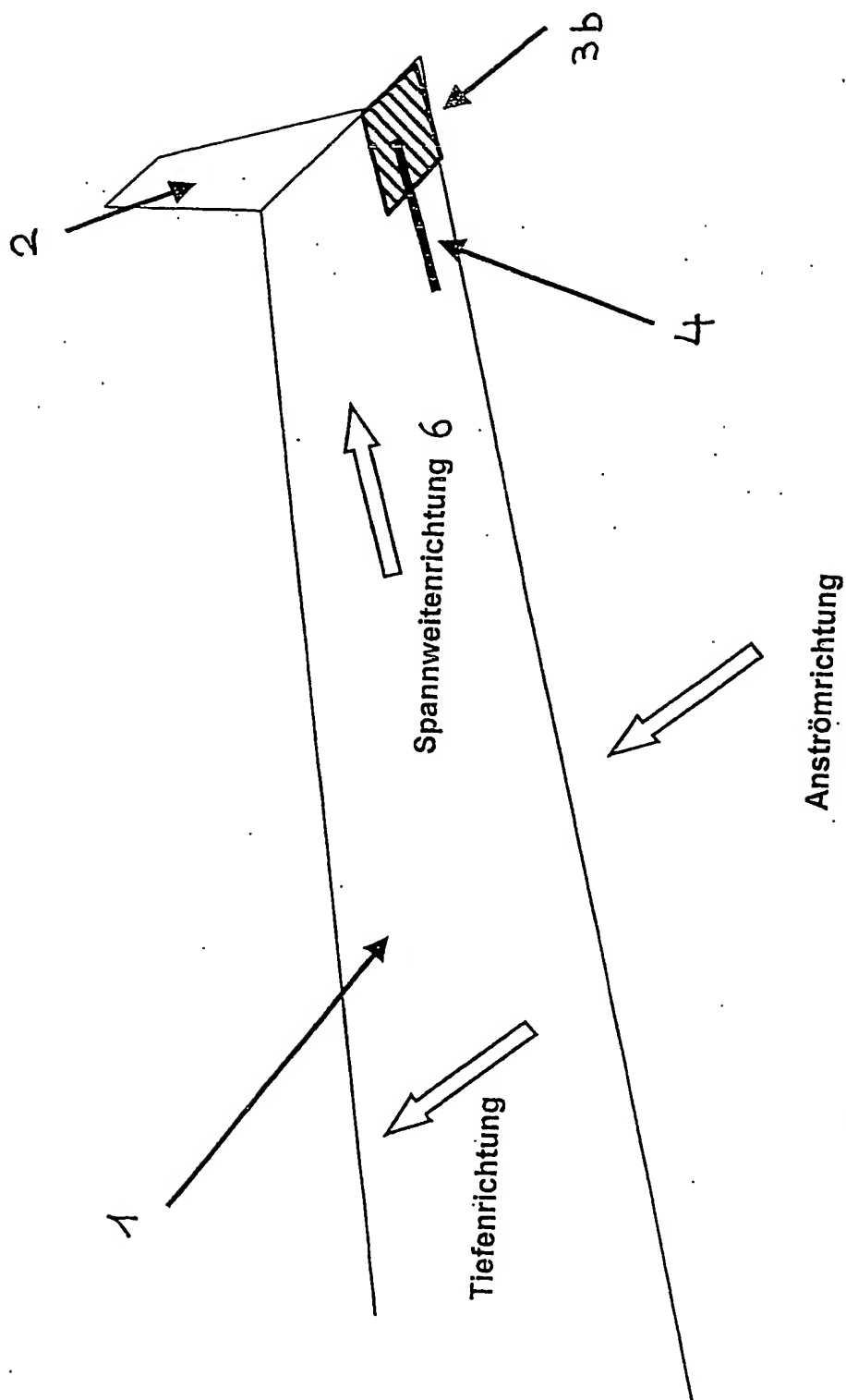


Fig.2

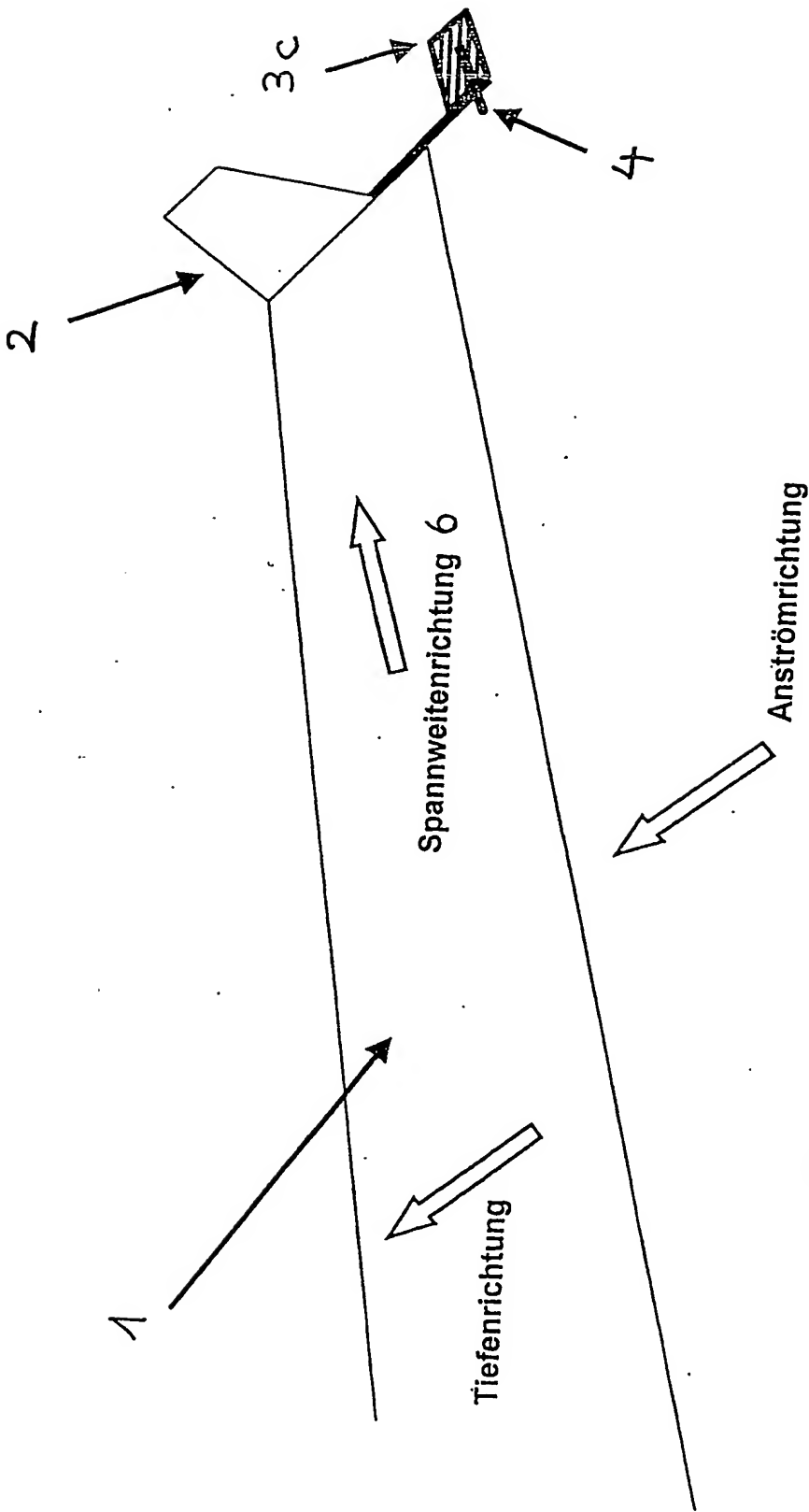


Fig.3

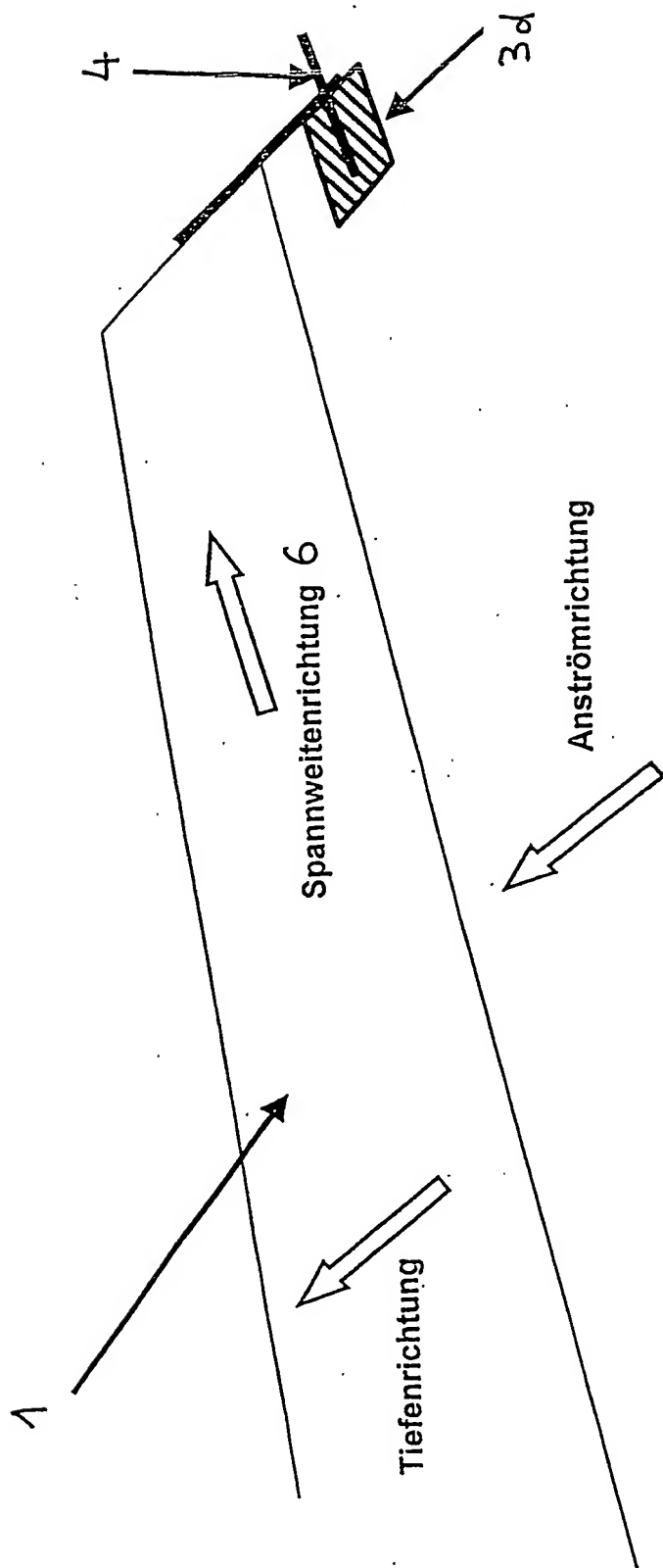


Fig. 4

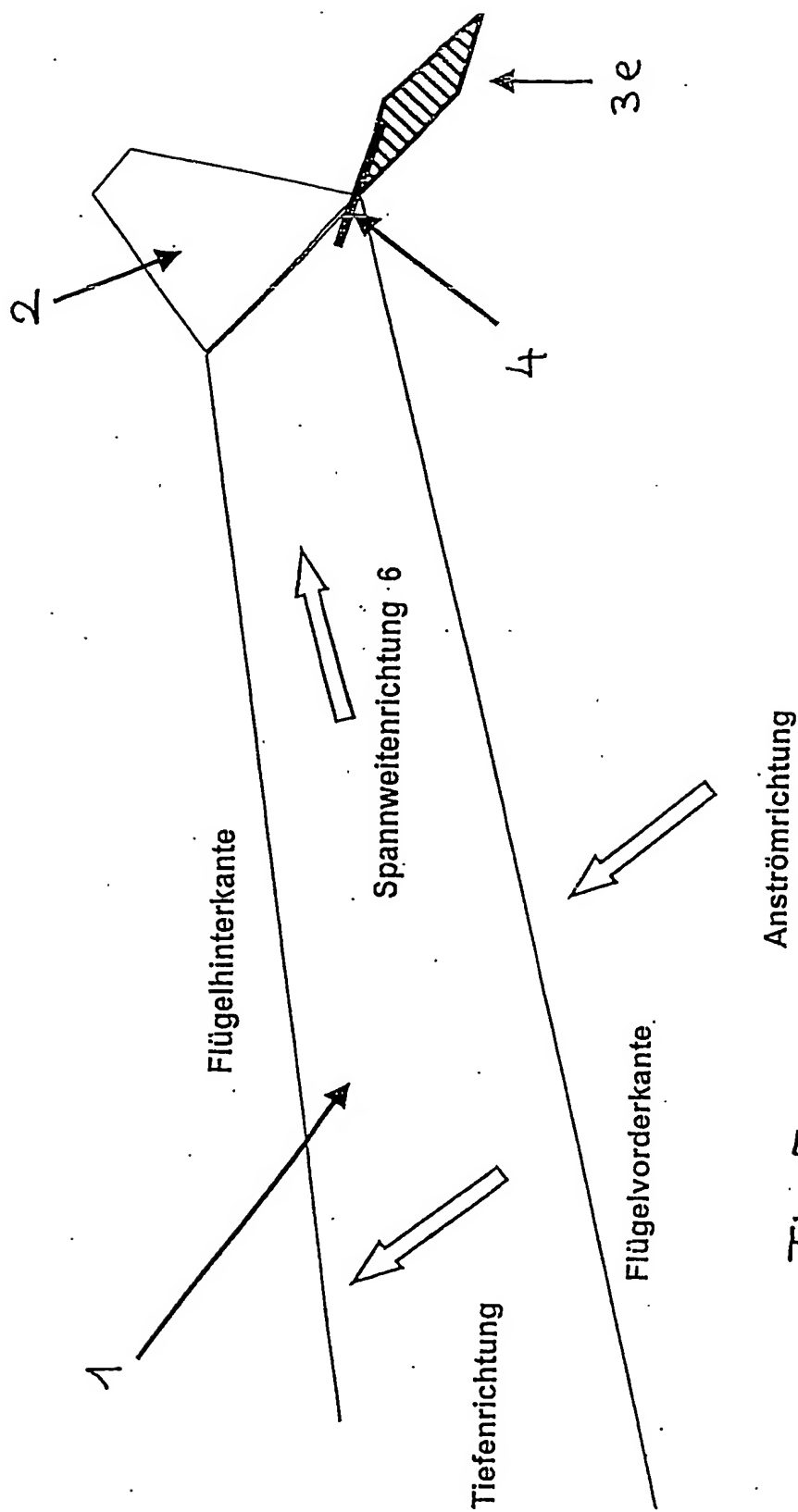


Fig. 5

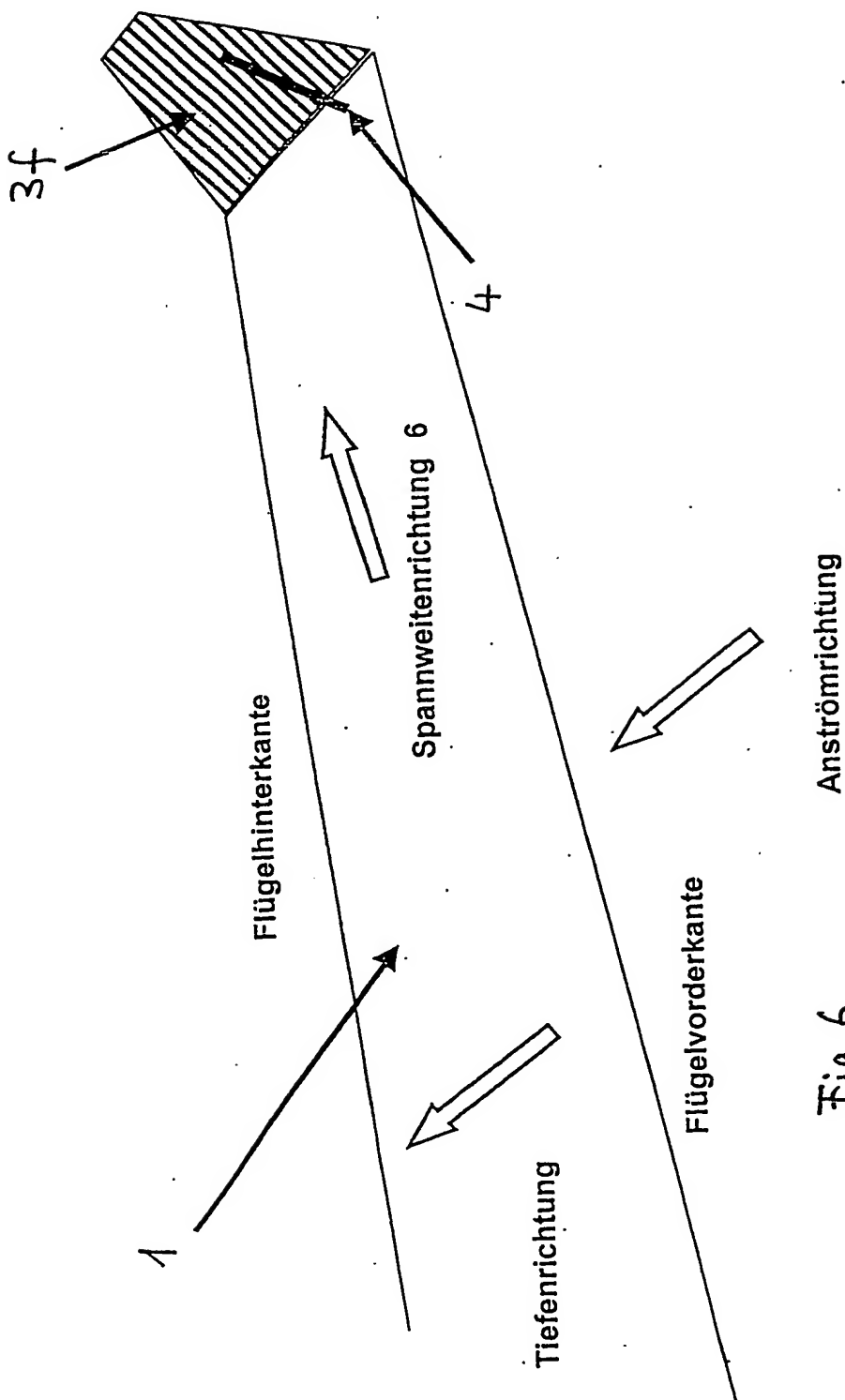


Fig. 6

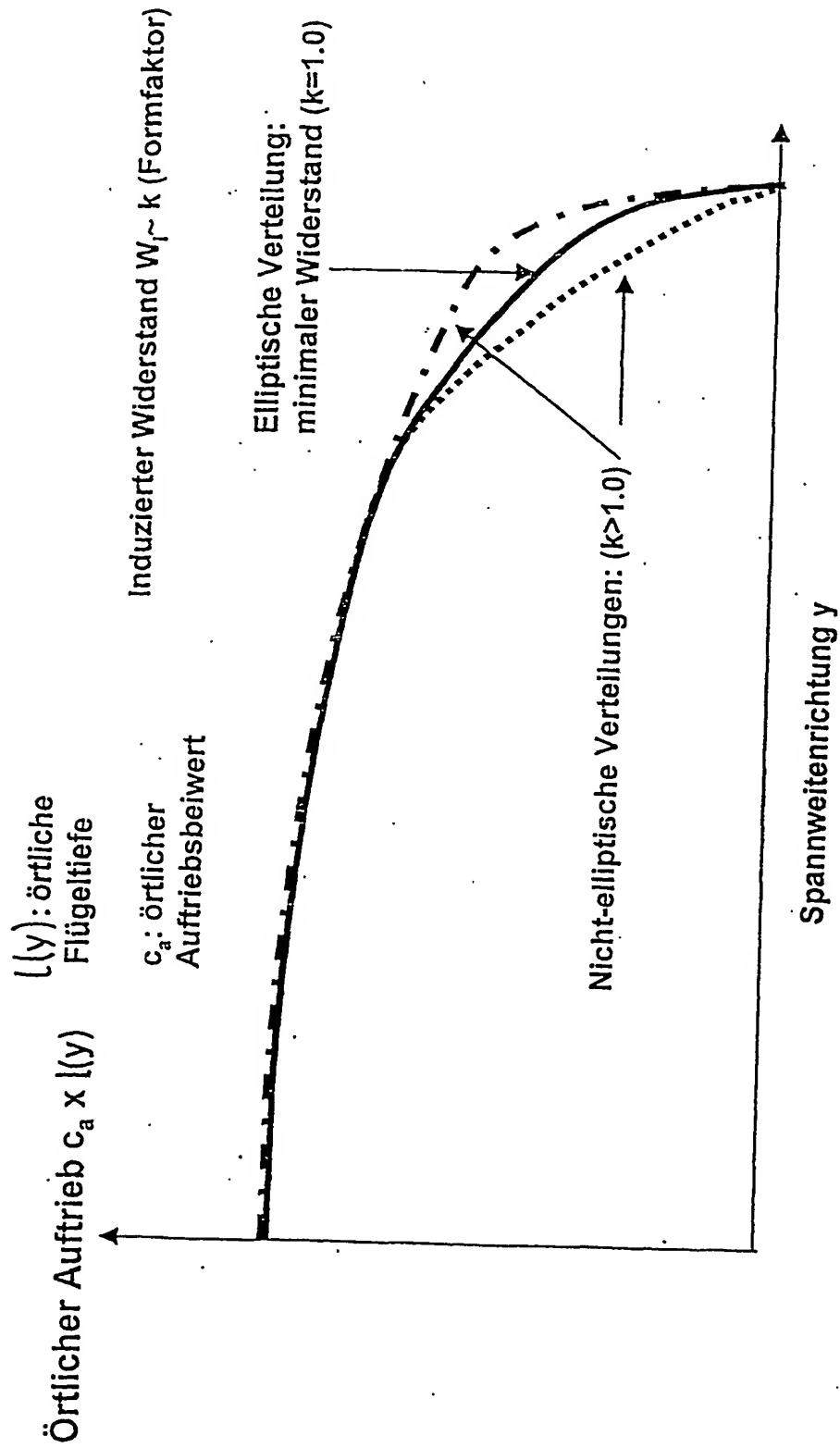


Fig.7

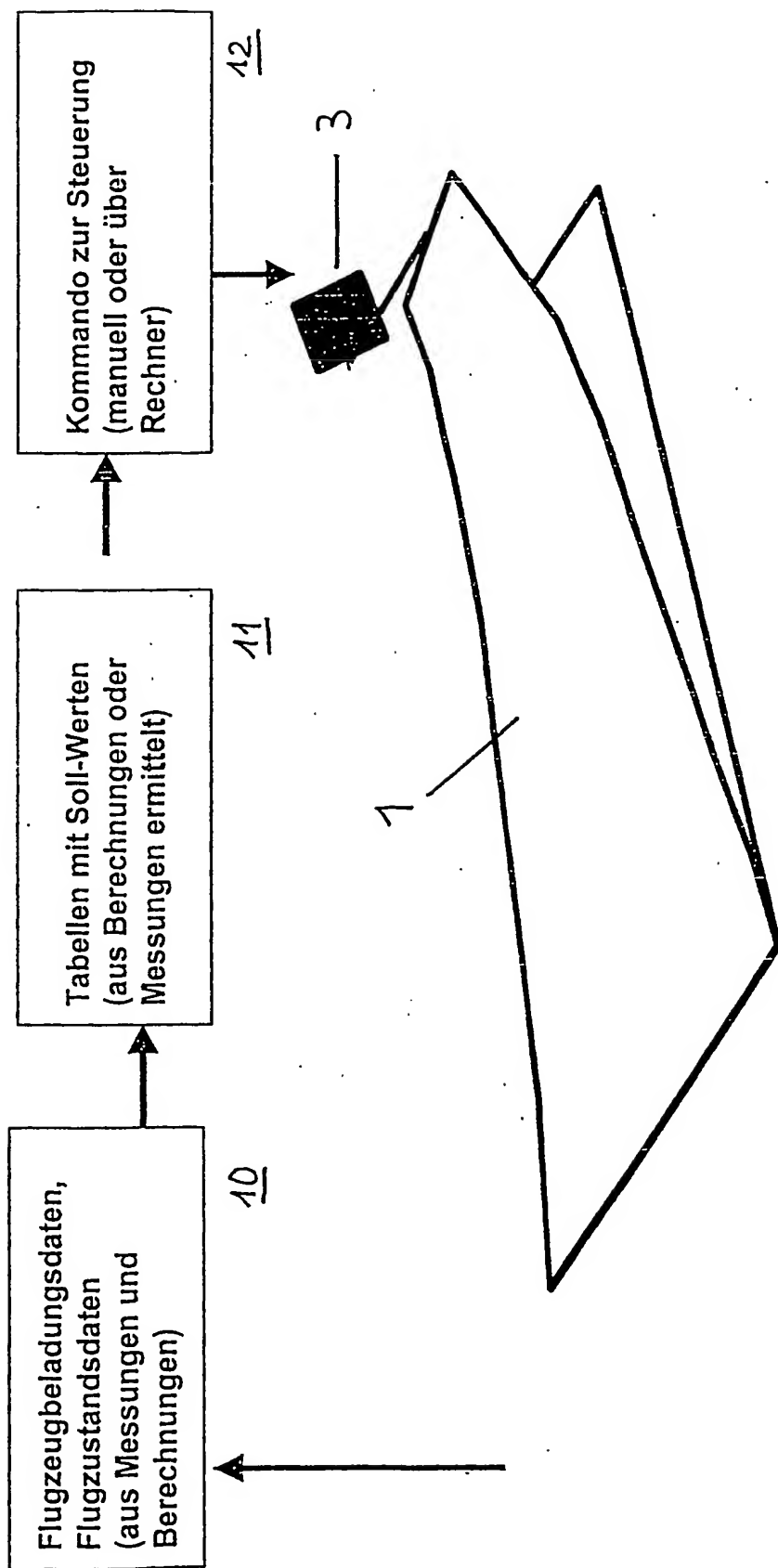


Fig. 8

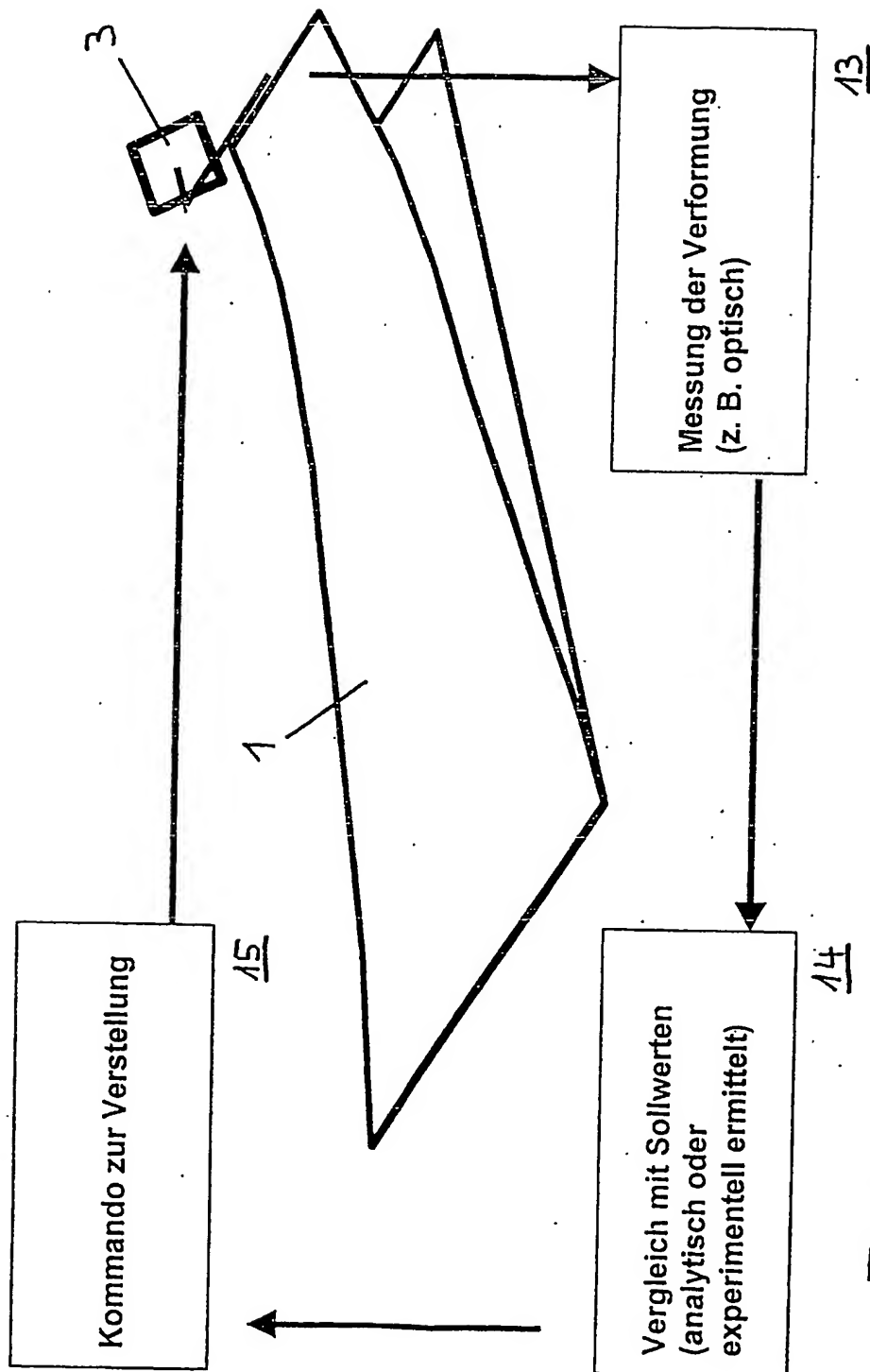


Fig. 9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No.

PCT/DK004/000093

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
 IPC 7 B64C5/08 B64C23/06

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
 IPC 7 B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the International search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
P,X	EP 1 375 342 A (AIRBUS FRANCE) 2 January 2004 (2004-01-02) column 2, line 16-30 column 3, line 46-50 column 4, line 6 -column 5, line 8 column 8, line 11 -column 9, line 6; figures	1,2,7, 11-13, 15,17,18
X	US 4 722 499 A (KLUG HEINZ G) 2 February 1988 (1988-02-02) column 2, line 23 -column 3, line 29 column 4, line 16-24,44-47 column 6, line 33-38 column 7, line 17-33; figures	1-5, 7-15,17
	-/--	

☐ Further documents are listed in the continuation of box C.

☒ Patent family members are listed in annex.

*** Special categories of cited documents:**

A document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

E earlier document but published on or after the International filing date

L document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

O document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

P document published prior to the International filing date but later than the priority date claimed

T later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

X document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

Y document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.

Z document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

4 May 2004

Date of mailing of the international search report

13/05/2004

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
 NL - 2280 HV Rijswijk
 Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
 Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Salentiny, G

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No
PCT/US2004/000093

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4 455 004 A (WHITAKER SR ROBERT H) 19 June 1984 (1984-06-19) column 2, line 5-14, 32-36 column 3, line 35 -column 5, line 2; figures	1-3, 5, 7, 9, 11-13, 15, 17, 18
A	US 5 082 207 A (TULINIUS JAN) 21 January 1992 (1992-01-21)	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/D/04/000093

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 1375342	A	02-01-2004	FR 2841532 A1	02-01-2004
			CA 2427357 A1	27-12-2003
			EP 1375342 A1	02-01-2004
			US 2004000619 A1	01-01-2004
US 4722499	A	02-02-1988	DE 3242584 A1	24-05-1984
			FR 2541231 A1	24-08-1984
			GB 2130159 A , B	31-05-1984
US 4455004	A	19-06-1984	NONE	
US 5082207	A	21-01-1992	NONE	

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen
PCT/004/000093

A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDES
IPK 7 B64C5/08 B64C23/06

Nach der Internationalen Patentklassifikation (IPK) oder nach der nationalen Klassifikation und der IPK

B. RECHERCHIERTE GEBIETE

Recherchierter Mindestprüfstoff (Klassifikationssystem und Klassifikationssymbole)
IPK 7 B64C

Recherchierte aber nicht zum Mindestprüfstoff gehörende Veröffentlichungen, soweit diese unter die recherchierten Gebiete fallen

Während der Internationalen Recherche konsultierte elektronische Datenbank (Name der Datenbank und evtl. verwendete Suchbegriffe)
EPO-Internal, WPI Data

C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
P, X	EP 1 375 342 A (AIRBUS FRANCE) 2. Januar 2004 (2004-01-02) Spalte 2, Zeile 16-30 Spalte 3, Zeile 46-50 Spalte 4, Zeile 6 -Spalte 5, Zeile 8 Spalte 8, Zeile 11 -Spalte 9, Zeile 6; Abbildungen	1,2,7, 11-13, 15,17,18
X	US 4 722 499 A (KLUG HEINZ G) 2. Februar 1988 (1988-02-02) Spalte 2, Zeile 23 -Spalte 3, Zeile 29 Spalte 4, Zeile 16-24,44-47 Spalte 6, Zeile 33-38 Spalte 7, Zeile 17-33; Abbildungen -/-	1-5, 7-15,17

☒ Weitere Veröffentlichungen sind der Fortsetzung von Feld C zu entnehmen

☒ Siehe Anhang Patentfamilie

* Besondere Kategorien von angegebenen Veröffentlichungen :

A Veröffentlichung, die den allgemeinen Stand der Technik definiert, aber nicht als besonders bedeutsam anzusehen ist

E älteres Dokument, das jedoch erst am oder nach dem internationalen Anmeldedatum veröffentlicht worden ist

L Veröffentlichung, die geeignet ist, einen Prioritätsanspruch zweifelhaft erscheinen zu lassen, oder durch die das Veröffentlichungsdatum einer anderen im Recherchenbericht genannten Veröffentlichung belegt werden soll oder die aus einem anderen besonderen Grund angegeben ist (wie ausgeführt)

O Veröffentlichung, die sich auf eine mündliche Offenbarung, eine Benutzung, eine Ausstellung oder andere Maßnahmen bezieht

P Veröffentlichung, die vor dem internationalen Anmeldedatum, aber nach dem beanspruchten Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist

T Spätere Veröffentlichung, die nach dem internationalen Anmeldedatum oder dem Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist und mit der Anmeldung nicht kollidiert, sondern nur zum Verständnis des der Erfindung zugrundeliegenden Prinzips oder der ihr zugrundeliegenden Theorie angegeben ist

X Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann allein aufgrund dieser Veröffentlichung nicht als neu oder auf erfinderischer Tätigkeit beruhend betrachtet werden

Y Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann nicht als auf erfinderischer Tätigkeit beruhend betrachtet werden, wenn die Veröffentlichung mit einer oder mehreren anderen Veröffentlichungen dieser Kategorie in Verbindung gebracht wird und diese Verbindung für einen Fachmann naheliegend ist

Z Veröffentlichung, die Mitglied derselben Patentfamilie ist

Datum des Abschlusses der Internationalen Recherche

4. Mai 2004

Absenddatum des Internationalen Recherchenberichts

13/05/2004

Name und Postanschrift der Internationalen Recherchenbehörde
Europäisches Patentamt, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,
Fax: (+31-70) 340-3016

Bevollmächtigter Bediensteter

Salentiny, G

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Internationales Aktenzeichen
PCT/EP 04/000093

C.(Fortsetzung) ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
A	US 4 455 004 A (WHITAKER SR ROBERT H) 19. Juni 1984 (1984-06-19) Spalte 2, Zeile 5-14, 32-36 Spalte 3, Zeile 35 - Spalte 5, Zeile 2; Abbildungen -----	1-3, 5, 7, 9, 11-13, 15, 17, 18
A	US 5 082 207 A (TULINIUS JAN) 21. Januar 1992 (1992-01-21) -----	

INTERNATIONALER RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die derselben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/04/000093

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument		Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
EP 1375342	A	02-01-2004	FR 2841532 A1	02-01-2004
			CA 2427357 A1	27-12-2003
			EP 1375342 A1	02-01-2004
			US 2004000619 A1	01-01-2004
US 4722499	A	02-02-1988	DE 3242584 A1	24-05-1984
			FR 2541231 A1	24-08-1984
			GB 2130159 A , B	31-05-1984
US 4455004	A	19-06-1984	KEINE	
US 5082207	A	21-01-1992	KEINE	